

塞式喷管与当量钟型喷管性能的实验测定和分析*

王一白, 刘 宇, 覃粒子

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 为了合理地评价塞式喷管是否具有高度补偿特性, 利用空气作为工作介质, 对实验塞式喷管和钟型喷管进行了冷流比较实验研究。三种不同的喷管效率计算方法对两种喷管的实验结果进行了处理, 得到不同的性能曲线, 分析比较两种喷管在不同高度下的效率。与当量实验钟型喷管相比, 实验塞式喷管具有高度补偿特性, 算法一和算法二分别比较了喷管性能的不同方面, 评价喷管性能时可以综合考虑。

关键词: 塞式喷管; 钟形喷管; 喷管效率; 研制试验; 性能分析

中图分类号: V431

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2002) 05-0428-05

Experimental mensuration and analysis of aerospike nozzles and bell nozzle performance

WANG Yi-bai, LIU Yu, QIN Li-zi

(School of Astronautics, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: To evaluate altitude compensation characteristic of aerospike nozzle reasonably, cold-flow experimental study on three aerospike nozzles and the bell nozzle was carried out, using air as working medium. Three methods for the efficiency calculation of nozzles were shown, and the test results of two different kinds of nozzles were dealt with using this methods. Also three kinds of performance curves were obtained and efficiencies of two kinds of nozzles at different altitudes were analyzed. Compared with the test bell nozzle, the test aerospike nozzles had altitude compensation characteristic. Different aspects of nozzle performance are compared using different methods, so it can be taken in account synthetically to evaluating nozzle performance.

Key words: Plug nozzle; Bell nozzle; Nozzle efficiency; Research test; Performance analysis

1 引 言

为了研究塞式喷管的高度补偿特性^[1], 美国和日本对不同结构的塞式喷管进行了数值模拟和实验研究, 通过大量冷流实验和热试车来分析塞式喷管和传统钟型喷管的高度性能差异^[2~4]。我国也对单元塞式喷管的性能进行了大量实验研究^[5~7]。为了和钟型喷管的性能进行比较, 上述文献中塞式喷管的推力系数效率计算都采用实际推力系数和理想喷管推力系数相比的方法。但是传统钟型喷管的推力系数计算还有其他的方法, 塞式喷管结构又特殊, 具有两种不同面积比定义: 侧喷管面积扩张比 ξ 和塞式喷管总面积比 ξ , 而传统钟型喷管只有一个总面积比。为

此本文采用空气作为工作介质, 对实验塞式喷管和钟型喷管进行了冷流实验研究, 利用三种不同的喷管效率计算方法, 得到了两种喷管不同的高度性能曲线, 分析了不同方法的特点和效率曲线的差别, 为合理地评价塞式喷管的高度补偿特性提供有用的参考数据。

2 冷流实验方法和实验喷管参数

2.1 实验管路系统

冷流实验方法的管路系统同文献[8]。分布在三个汇流排上的 89 个体积约 0.041 m^3 的气瓶组成高压空气源, 总体积达到 3.6 m^3 。主汇流排上有 62 个气瓶, 其气体经过 $\phi 44 \text{ mm}$ 和 $\phi 27 \text{ mm}$ 两条管路从空气间到实验间, 再各自分成两路进入真空箱, 最后进入实

* 收稿日期: 2002-05-30; 修订日期: 2002-06-26。基金项目: 国家“八六三”基金资助项目 (863-2-3-4-10)。

作者简介: 王一白 (1976—), 男, 博士生, 研究领域为航空宇航推进与工程。

验发动机头部。次汇流排中有 27 个高压气瓶, 其气体经过一个 $\phi 27\text{ mm}$ 管路进入实验间。

首先利用真空泵将真空系统抽到所需的高空压力值, 通过管路的气动阀和电磁阀控制实验过程, 高压空气经过实验发动机喷管排至真空罐内。由于高压空气瓶体积一定, 气源总量受到了限制, 所以实验过程中的燃烧室压强不断下降, 同时真空压强也不断变化, 因此一次实验可以得到燃烧室压强和环境压强之比(NPR)连续变化的许多数据。

2.2 测量参数和处理方法

冷流实验过程中共测量了 16 路实验参数, 包括管路压强、温度、推力、燃烧室压强和真空度、底部压强等, 其中同喷管效率直接相关的有推力 F 和燃烧室压强 p_c , 真空环境压强 p_a 。实验台架水平布置, 固定在方形真空室的基座上。实验发动机用钢绳悬挂在真空室中, 调整钢绳可以保证发动机与推力台架轴心在同一条直线上。同时, 为了改善拉压传感器的使用条件, 推力台架采用了两个纵向刚度大、横向刚度小的叉簧饶性件将推力转化成拉力。推力传感器标定由刀口、杠杆和砝码盘等联合完成, 砝码盘由数字式标准传感器校准。燃烧室压强采用两路同时进行, 同时设计加工一套传感器密封套筒将压强传感器测量线路和真空室隔离, 并通过细管路将测量线引入到燃烧室压强测量点, 这样既使压强传感器离测量点距离近, 减少压强损失; 又保证传感器背压与真空室外的大气相通, 不会在实验过程中发生变化。

2.3 实验塞式喷管和钟型喷管

实验塞式喷管是二单元塞式喷管发动机^[8], 单元内喷管是一个小的钟型喷管, 喉部由双圆弧组成, 扩张段采用了抛物线, 并保证出口角度为 0 以便和塞锥光滑连接。为了加工方便, 塞锥设计没有采用特型面, 而是一个半圆柱面。燃烧室和内喷管以及塞锥通过焊接联结成一体, 并通过塞锥固定板固定, 之间用螺栓连接, 通过采用不同的固定板, 可以改变内喷管和推力轴线夹角 θ , 图 1 是 $\theta = 20^\circ$ 时实验塞式喷管发动机的装配示意图。单元内喷管喉部直径 $d_1 = 22\text{ mm}$, $\xi = 5.81$, 通过改变倾角 θ 可以改变总面积比, 对应于 $\theta = 10^\circ, 20^\circ, 30^\circ$, $\xi = 24.36, 29.43, 33.88$ 。

实验钟型喷管喉部直径 $d_{11} = 26\text{ mm}$, 面积比 $\xi_1 = 40$ 。

3 喷管效率的计算方法

喷管性能的优劣可以通过其效率的大小来评判。

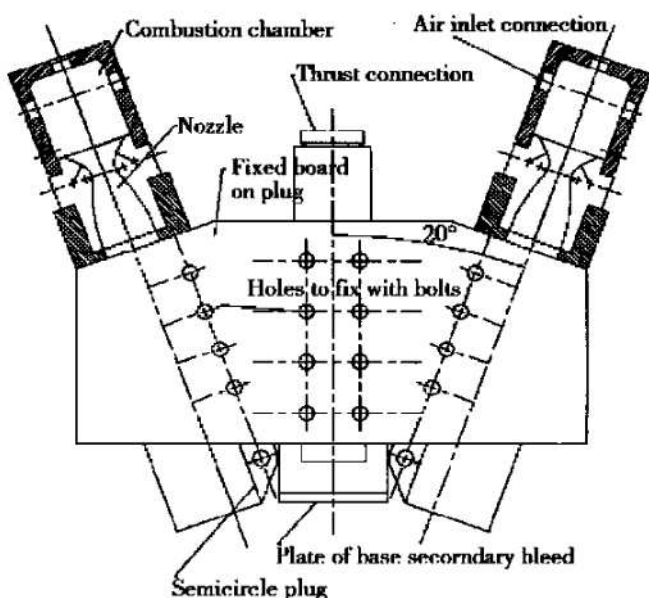


Fig. 1 Sketch of spike nozzle test

塞式喷管的效率好坏可以与钟型喷管的性能进行比较后来评判。计算喷管效率时理论推力系数就可以有不同选择, 下面提出三种效率的计算方法, 通过综合比较, 可以对塞式喷管的性能有一个较为全面的了解。

计算性能前, 首先根据实验测出的推力 $F \sim t$, 燃烧室压强 $p_c \sim t$, 环境压强 $p_a \sim t$ 曲线(t 表示发动机的工作时间) 计算参数平均值($\bar{F}, \bar{p}_c, \bar{p}_a$)。考虑到塞式喷管底部有二次流的加入, 根据下式计算等效燃烧室压强 p_c :

$$\bar{p}_c = \frac{\int_{t_2}^{t_1} p_c \cdot dt}{t_1 - t_0} \quad (1)$$

$$p_c = \bar{p}_c (1 + R) \quad (2)$$

这里 R 是底部二次流与主流的百分比, 如果实验时没有二次流, 令 $R = 0$ 即可。

然后计算出实测喷管的推力系数 C_{Fm}

$$\bar{F} = \frac{\int_{t_2}^{t_1} F \cdot dt}{t_1 - t_0} \quad (3)$$

$$C_{Fm} = \frac{\bar{F}}{A_1 \cdot p_c} \quad (4)$$

式中 A_1 为喷管喉部面积, t_0, t_1 为实验数据选取的起止时间。在实验过程中, 各个参数均是变化的, 所以取每个曲线上同一较短时间内(0.1 s) 来计算平均值。

(1) 为了保证喷管在任何高度上都是设计状态, 推力达到最大, 需要喷管能够调节面积比, 即随着高度的增加, 出口截面积也相应增加, 保证在任何高度上都是完全膨胀状态, 这就是理想喷管的定义。但在结构上实现喷管出口截面积连续变化比较困难, 而塞式喷管具有良好的连续的高度补偿特性。在低空工作状态下, 较高的外界反压会压缩主流边界, 因而在塞锥上出现压缩波甚至激波, 导致塞锥和底部的静压上升, 可以减少与环境压强的差值, 因而使推力增加, 对喷管性能起到补偿作用。在高空工作状态, 气流得到充分膨胀, 有效地利用了热能, 提高喷管效率。所以在不同工作状态认为塞式喷管出口压强始终近似和外界压强相等, 可以用与工作环境压强对应的理想喷管推力系数 C_F 为理论推力系数^[2,3], 计算出的喷管效率记为 η 。

$$C_F = \Gamma \cdot \sqrt{\frac{2k}{k-1} \left| 1 - \left| \frac{\bar{p}_a}{p_c} \right|^{\frac{k-1}{k}} \right|} \quad (5)$$

$$\eta = \frac{C_{Fm}}{C_F} \quad (6)$$

$$\text{式中 } \bar{p}_a = \frac{\int_{t_2}^{t_1} p_a \cdot dt}{t_1 - t_0} \quad (7)$$

(2) 对于传统钟型喷管的设计, 在设计高度(即喷管在完全膨胀状态下工作)时推力达到最大, 此时的推力系数定义为特征推力系数。用特征推力系数作为喷管效率评价标准, 可以反映喷管在设计状态和非设计状态工作过程的差别, 也反映在不同高度变化下的喷管工作的完善程度。对于塞式喷管, 虽然总面积比的定义不同, 但从喷射气流考虑, 都是膨胀到和推力轴线的平行的边界。可以假设一个钟型喷管, 与塞式喷管具有相同面积比 ξ , 这样就可以计算面积比对应的设计高度的压强比(NPR), 取其特征推力系数 C_{F0} 为理论推力系数, 计算的效率记为 η_0 。

$$C_{F0} = \Gamma \cdot \sqrt{\frac{2k}{k-1} \left| 1 - \left| \frac{\bar{p}_c}{p_c} \right|^{\frac{k-1}{k}} \right|} \quad (8)$$

$$\Gamma = \sqrt{k} \left| \frac{2}{k+1} \right|^{\frac{k+1}{2(k+1)}} \quad (9)$$

$$\eta_0 = \frac{C_{Fm}}{C_{F0}} \quad (10)$$

式中 k 为比热比, p_c 为面积比等于 ξ 的钟型喷管的出口压强, 由下式迭代算出

$$\xi = \frac{\Gamma}{\left| \frac{p_c}{p_c} \right|^{\frac{1}{k}} \sqrt{\frac{2k}{k-1} \left| 1 - \left| \frac{p_c}{p_c} \right|^{\frac{k-1}{k}} \right|}} \quad (11)$$

(3) 钟型喷管设计完成以后, 不论在完全膨胀和非完全膨胀工作状态, 都可以通过一维的推力系数关系式来计算在不同高度时的推力系数, 这是钟型喷管效率计算公式中的理论推力系数^[9]。这里仍然可以假设一个钟型喷管, 与塞式喷管具有相同面积比, 取其在工作环境压强下的推力系数 C_{F1} 为理论推力系数, 计算的效率记为 η_1 。

$$C_{F1} = C_{F0} + \xi \left| \frac{p_c}{p_c} - \frac{\bar{p}_a}{p_c} \right| \quad (12)$$

$$\eta_1 = \frac{C_{Fm}}{C_{F1}} \quad (13)$$

4 喷管效率曲线比较

分别用三种效率计算方法对实验塞式喷管和钟型喷管的数据结果进行处理, 其中实验塞式喷管因为内喷管倾角的三种变化, 所以共有四次实验数据曲线。图2~4分别是效率 η , η_0 和 η_1 随着压强比(NPR)变化的高度特性曲线。比较图2和图3, 效率曲线 η 和 η_0 形状有差别, 效率 η 在 NPR 比较小时塞式喷管曲线就趋于直线, 效率 η_0 在 NPR 相对大一些时塞式喷管曲线才趋于直线。而且曲线趋于直线时的 NPR 数值随着总面积比的变化而变化, 说明小面积比塞式喷管在相对小的压强比开始起到补偿作用, 这与理论分析也是一致的。而钟型喷管从地面到高空用两种算法得到的效率曲线形状基本一样, 不具有高度补偿, 只是效率曲线 η_0 比 η 显得平缓一些。图4效率曲线 η_1 在 $NPR > 250$ 以上, 塞式喷管和钟型喷管的曲线形状一样, 但是在 $NPR < 250$ 的时候, 塞式喷管曲线斜率比钟型喷管大很多。

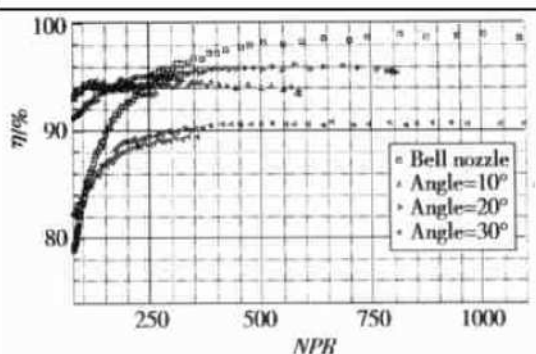


Fig. 2 Thrust coefficient η as a function of pressure ratio

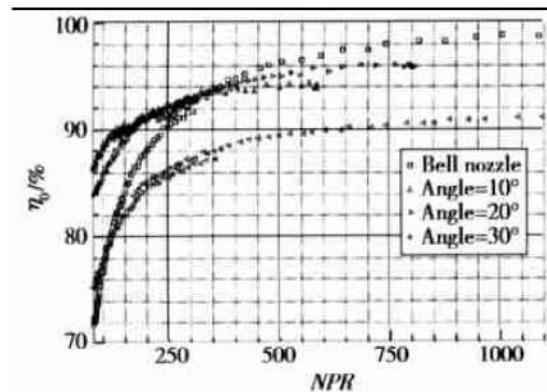


Fig. 3 Thrust coefficient η_0
as a function of pressure ratio

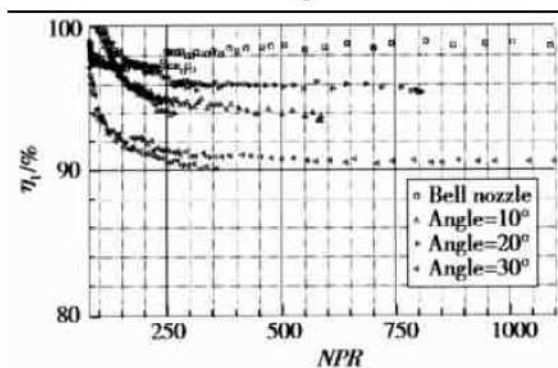


Fig. 4 Thrust coefficient η_1
as a function of pressure ratio

采用第一种算法得到的 η 是实验喷管和理想喷管推力系数的比值, 塞式喷管的研究和利用就是希望通过高度补偿在不同高度都获得高的喷管效率, 可以理解为近似理想喷管。所以文献[2, 4]中就是采用这种计算方法, 但其设计的塞式喷管和钟型喷管的总面积比是相同的, 这样才能较为合理地比较塞式喷管和钟型喷管性能。本文中冷流实验的塞式喷管和钟型喷管的总面积比虽然不相同, 也可以考察不同喷管和理想喷管的差异。从图2可以看出, 当从地面到高空 ($NPR = 80 \sim 1100$), 钟型喷管的喷管效率变化范围从79%变化到99%, 而对应内喷管倾角 10° 实验塞式喷管效率的变化范围分别是93%~94% ($NPR = 80 \sim 600$), 20° 塞式喷管效率的变化范围分别是91%~96% ($NPR = 80 \sim 800$), 30° 塞式喷管效率的变化范围分别是82%~91% ($NPR = 80 \sim 1100$)。

对应于内喷管倾角 $\theta = 10^\circ, 20^\circ, 30^\circ$ (即不同面积比 ξ), 可以假设三个与实验塞式喷管具有相同面积比的钟型喷管, 其设计高度的压强比 NPR 分别为509.68, 670.87, 823.07, 实验钟型喷管的设计高度压强比为1046.85, 考虑到喷管型面加工的精度, 其真实的设计高度压强比应该在理论数值左右略有变化。

采用第二种算法得到的 η_0 是不同面积比的喷管和其本身设计高度的推力系数的比值, 因为三种不同内喷管倾角的实验塞式喷管和钟型喷管的总面积比是不相同的, 所以选择各自的特征推力系数作为性能评价标准比较合理。从图3可以看出, 当从地面到高空 ($NPR = 80 \sim 1100$), 钟型喷管的喷管效率变化范围从72%变化到99%, 而对应内喷管倾角 10° 实验塞式喷管效率的变化范围分别是88%~94% ($NPR = 80 \sim 600$), 20° 塞式喷管效率的变化范围分别是86%~96% ($NPR = 80 \sim 800$), 30° 塞式喷管效率的变化范围分别是75%~91% ($NPR = 80 \sim 1100$)。

效率 η_1 的计算可以提供参考作用, 用来反映实际推力系数和一维的估算值的差异。对于钟型喷管, 理论上如果偏离设计高度越远, 一维估算值的偏差就越大; 而且喷管如果处于过膨胀状态, 喷管内流场有气流分离, 沿喷管横截面上气流参数的分布并不均匀, 这样按一维假设近似计算会有误差。通过图4可以看出, 钟型喷管的实际推力系数和一维估算值的误差在所有工作状态下的偏差还不是很大, 而在地面小压强比工作情况下, 塞式喷管的效率曲线比钟型喷管斜率大很多, 因为塞式喷管的结构流场要比钟型喷管复杂, 这种工作状态下其底部和塞锥起补偿作用, 使得实际推力增加, 如果仍然采用钟型喷管一维简化计算会造成更大的误差。

由于受实验系统真空设备的限制, 还不能进行更低或更高压强比范围的实验, 希望以后通过改进来得到更多的实验数据。但从图上曲线的变化趋势可以得到, 如果 NPR 从80向更小的数值变化, 钟型喷管效率曲线会下降得很快, 而塞式喷管的效率则不会有太大的变化。相反钟型喷管的最高效率值是在设计高度点, 过了设计高度点效率曲线开始下降, 而塞式喷管的效率在到了设计高度点附近也达到最高值, 但 NPR 超过设计高度时压强比效率曲线仍然是平的, 说明不论在低空还是高空, 塞式喷管都具有高度补偿特性。

另外为了减小加工与设计难度, 实验塞式喷管的塞锥型面并不是特型面, 而是圆柱面塞锥, 这样可能会恶化塞锥的流场, 导致整体性能的降低, 这也就是图形中塞式喷管效率在高空工作状态下比钟型喷管低的主要原因。如果在以后的设计中, 采用特型面设计塞锥会大大提高塞式喷管的效率, 反映在图形中就是效率曲线会整体上移, 不仅高空工作状态下可以和钟型喷管持平甚至更高, 低空状态下的高度补偿会更加明显。

对于一个钟型喷管, 在设计高度工作状态(完全膨

胀状态) 时 $p_e = p_a$, 地面(过膨胀状态) 时 $p_e < p_a$, 高空时 $p_e > p_a$, 很明显地面工作状态 $\eta > \eta_0$, 设计高度工作状态 $\eta = \eta_0$, 高空工作状态 $\eta < \eta_0$, 与图形中曲线的形状吻合。如果对于两种喷管, 塞式喷管在计算中用等效钟型喷管, 面积比 ξ 相同, NPR 范围也相同, 两种算法都可以作为喷管效率的比较方法, η 反映的是实际喷管和理想喷管性能的差异, η_0 反映的是喷管非设计状态和设计状态性能的差异。如果两种喷管的面积比 ξ 不相同, ξ 越大, p_e/p_a 越小。计算 η 的时候, 在地面工作状态(NPR 数值比较小), 大面积比的喷管比小面积比的喷管偏离设计状态远, 这样比较对于大面积比喷管不是很公平, 随着 NPR 增大, 在高空状态才相对公平很多。这时如果用 η_0 作为喷管效率的评价标准就显得合理一些, 因为是和各自的设计状态推力系数做比较。但有一点必须注意, 因为计算 C_{F0} 时采用和塞式喷管等效的钟型喷管, 毕竟和实际塞式喷管的工作过程不一样, 究竟这样假设会带来多大的偏差很难从数量上给出, 不管怎样是可以用来比较喷管性能。相应计算 η 的时候采用理想喷管推力系数作为理论推力系数, 在理论上应该说更合理一些, 因为塞式喷管气流自适应边界就是保证出口压强始终和外界环境压强相等, 但在比较塞式喷管和钟型喷管性能的时候, 要保证两者具有相同的面积比才合理公平。

5 结 论

(1) 本文算法一的 η 反映实际喷管和理想喷管性能的差异, 算法二的 η_0 反映喷管非设计状态和设计状态性能的差异。

(2) 如果两种喷管设计的面积比 ξ 相同, 用算法一计算效率分析喷管性能较合理公平; 如果两种喷管设计的面积比 ξ 不相同, 用算法二计算效率更合适一些。可以综合起来考虑, 合理评价塞式喷管的高度补偿特性。

(3) 效率 η_0 的计算提供参考作用, 用来反映其实

际推力系数和一维的估算值的差异。对于钟型喷管来说, 从地面到高空实际推力系数和一维估算值的偏差不是很大, 而对于塞式喷管来说, 地面情况实际推力系数和等效的一维估算值有很大的误差, 说明塞式喷管在小压强工况下实际的流动和钟型喷管有很大的差别, 也从另一个方面说明了塞式喷管的高度补偿特性。

(4) 通过分析比较两种喷管在不同高度下的效率, 本实验塞式喷管具有较好的高度补偿特性。如果在今后的研究中, 采用特型面设计喷管塞锥型面, 会提高塞式喷管的性能, 值得进一步研究。

参考文献:

- [1] Muss J A, Nguyen T V. Evaluation of altitude compensating nozzle concepts for RLV[R]. AIAA 97-3222.
- [2] Silver R. Advanced aerodynamic spike configurations: Volum1, analytical and cold flow studies[R]. Rockwell International Corporation, Rocketdyne Division, Report AFRPL-TR-67-246-Vol I, Air Force Contract 04(611)-9948, 1967.
- [3] Tokua ONODERA, Takeo TOMOTA, Hiroshi TAMURA. Numerical investigation of the flow field around linear aerospike nozzles[R]. AIAA 99-2588.
- [4] Sakamoto H, Takahashi M, Sasaki M, et al. An experimental study on a 14 KN linear aerospike nozzle combustor[R]. AIAA 99-2761.
- [5] Liu Yu, Zhang Zhengke, Dai Wuye, et al. Experimental and numerical studies on aerospike nozzles[R]. AIAA 98-2340.
- [6] 戴梧叶, 刘 宇, 程显辰. 塞式喷管模拟实验及数据采集系统[J]. 推进技术, 2000, 21(4).
- [7] 戴梧叶, 刘 宇, 马 彬, 等. “瓦”状塞式喷管的数值模拟与实验研究[J]. 推进技术, 2002, 23(4).
- [8] 戴梧叶, 刘 宇, 马 彬. 瓦状塞式喷管冷流实验研究[J]. 推进技术, 2002, 23(5).
- [9] 李宜敏, 张中钦, 张远君. 固体火箭发动机原理[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1991.

(编辑: 梅 瑛)